



VISUALIZACION DE FENOMENOS AERODINAMICOS A BAJAS VELOCIDADES

Por IGNACIO DA-RIVA, AMABLE LIÑAN
Y JOAQUIN GARCIA SISO

Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos (*)
Instituto Nacional de Técnica Aeronáutica Esteban Terradas.

Introducción.

La visualización de la corriente flúida es muchas veces un paso decisivo en el estudio de los complicados fenómenos aerodinámicos.

De entre los diferentes procedimientos existentes para conseguir tal fin es interesante, por su sencillez, el de la inyección de partículas "trazadoras" visibles, de masa suficientemente pequeña como para garantizar que seguirán fielmente el recorrido de las líneas de corriente y que, por otra parte, no

introducirán perturbaciones en el campo fluidodinámico. En el caso de que se intente visualizar corrientes aerodinámicas es muy útil el empleo de filamentos de humo.

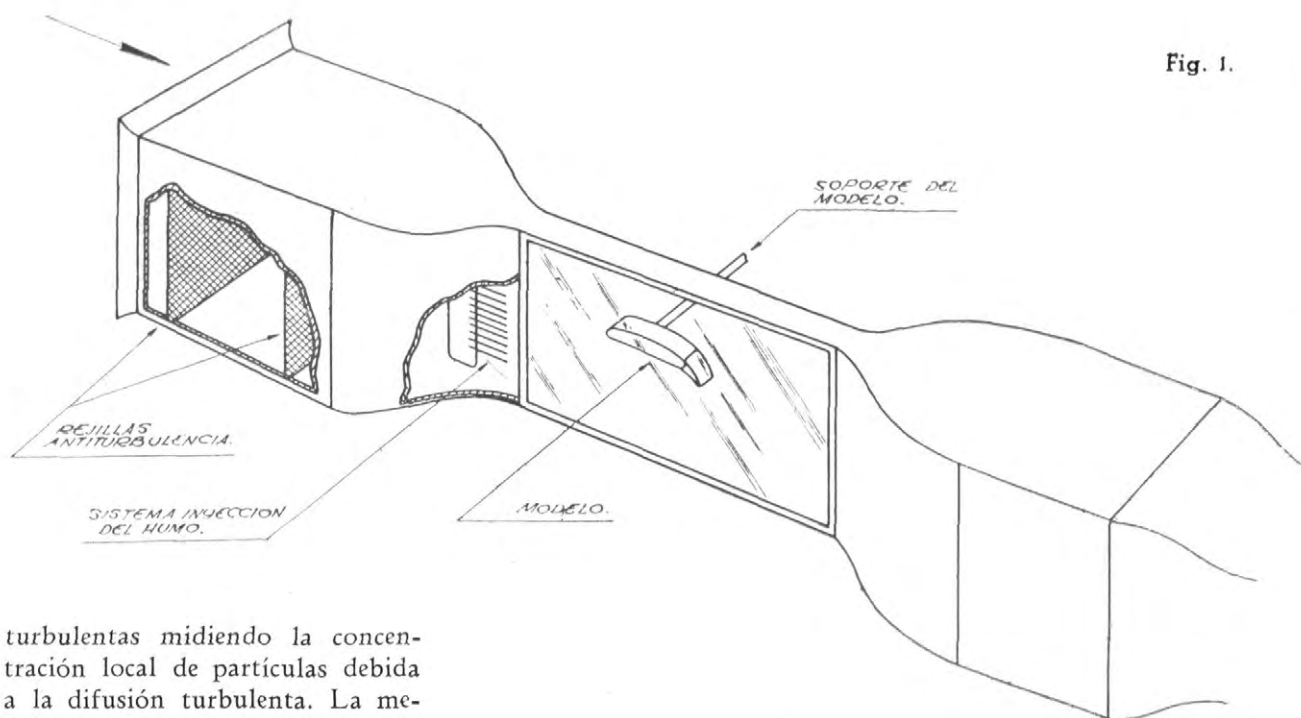
Probablemente, los primeros trabajos sistemáticos en tal dirección fueron llevados a cabo por el doctor A. LIPPISCH, en el Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug, antes de la segunda guerra mundial, simultaneados con otras notables realizaciones aerodinámicas (el ala en delta, el aerodino de sustentación aerodinámica interna, etcétera), que siguen siendo desarrollados en la actualidad. Las referencias [1], [2] y [3] reflejan aspectos de la actividad del doc-

tor LIPPISCH en este campo, tanto en Alemania como en Estados Unidos.

Sumamente interesantes son los trabajos realizados en la Universidad de Notre Dame, Indiana, utilizando la inyección de humos en corrientes a velocidades cada vez mayores, incluso supersónicas. Algunos resultados de tal tipo de trabajos se resumen en las referencias [4] y [5].

Pero las aplicaciones de la inyección de humos no terminan con la observación de corrientes laminares a velocidades más o menos altas. Recientemente [6] se ha puesto de manifiesto la posibilidad de obtener resultados en corrientes

(*) Los autores agradecen vivamente la ayuda prestada por el personal del I.N.T.A. en la reparación y puesta a punto del túnel y en la construcción de los modelos.



turbulentas midiendo la concentración local de partículas debida a la difusión turbulenta. La medición de tal concentración puede hacerse a partir del ennegrecimiento de las placas fotográficas obtenidas retratando el campo aerodinámico (*).

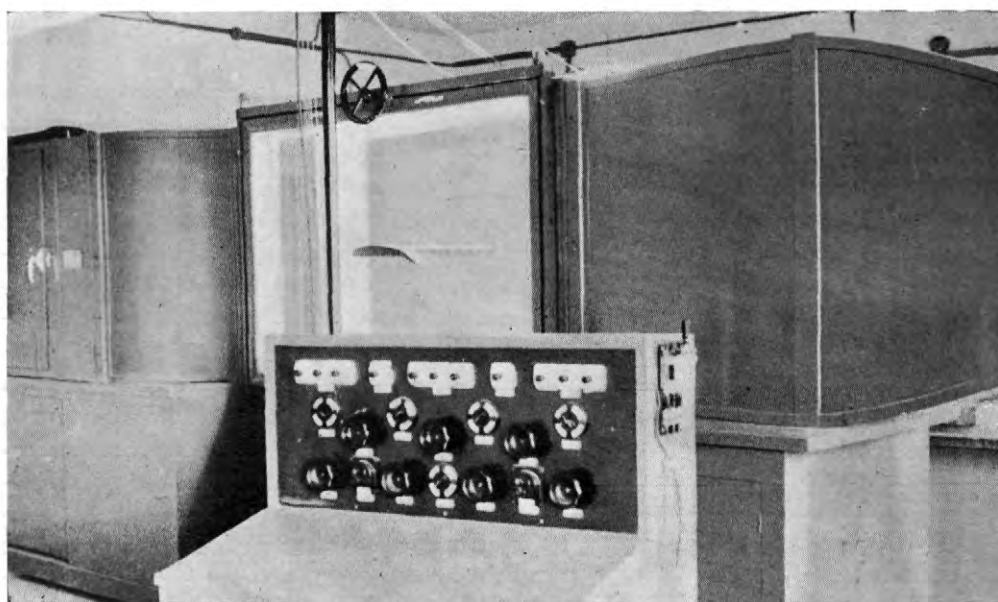
Un estudio experimental sobre las posibilidades de tal procedi-

(*) La técnica es, por tanto, análoga a la utilizada en la espectrografía. Por otra parte, la técnica fotográfica en casos geométricamente complicados requeriría procedimientos análogos a los utilizados en fotogrametría.

miento en casos de corrientes de geometría sencilla fué iniciado por la Sección de Estudios Aerodinámicos del I.N.T.A., pero hubo de ser suspendido por dificultades materiales.

En el presente trabajo se muestran algunos ejemplos de visualización de corriente obtenidos utilizando un túnel de baja turbulencia con inyección de humos. El

esquema general de la instalación está representado en la figura 1, mientras que en la figura 2 aparece una vista de conjunto con el cuadro de mandos en primer término. El humo ha sido producido evaporando keroseno en un horno eléctrico. Los productos de la eva-



poración son inyectados en la corriente mediante una bomba accionada por un motor eléctrico independiente del encargado de proporcionar el gasto de aire a través del túnel.

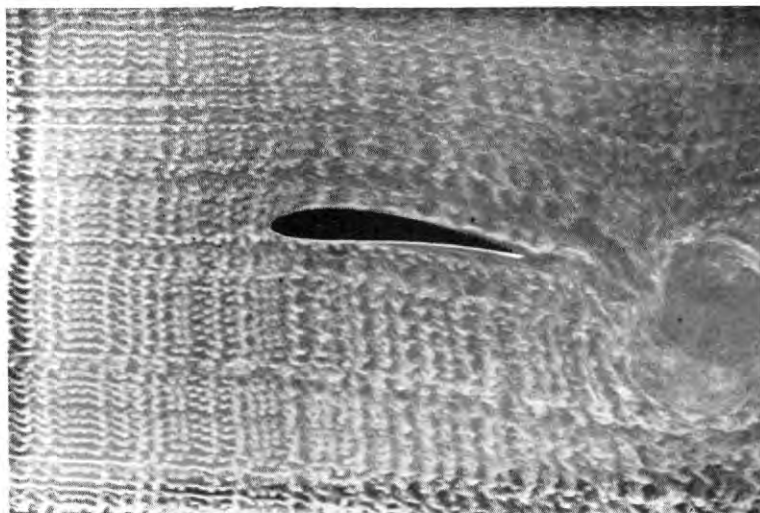
Son varios los procedimientos utilizados para obtener resultados apropiados en un túnel que tenga las características particulares del considerado aquí: se puede operar con configuraciones de tipo bidimensional (cuerpos cilíndricos cuyas generatrices sean perpendiculares al plano de la pared lateral del túnel); con configuraciones tridimensionales en las que las perturbaciones normales a un plano sean pequeñas (alas en planta a ángulos de ataque suficientemente pequeños), y, finalmente, configuraciones tridimensionales, utilizando modelos de dimensiones suficientemente pequeñas.

1. Fenómenos aerodinámicos bidimensionales.

1.1. *Perfiles alares.* — En el caso de utilizar configuraciones bidimensionales, las perturbaciones introducidas por las paredes se deben únicamente a la existencia de la viscosidad. Sin embargo, las líneas de humo, que están situadas en el plano medio equidistante de las dos paredes, visualizan una zona que no está influida por la capa límite de las paredes.

Operando con cámaras de ensayo muy estrechas, la influencia de la presencia de la pared, a causa de la viscosidad, puede ser muy importante, hasta el punto de falsear completamente el fenómeno. Es posible demostrar matemáticamente que la corriente media de un líquido viscoso en presencia de un cilindro cortado por dos placas paralelas muy próximas, coincide con la producida por un fluido no viscoso, salvo en puntos cuya distancia al cilindro sea comparable con la distancia entre las placas, la cual

Fig. 3.



puede ser tan pequeña como queramos. Utilizando esta interesante propiedad, obtuvo HELE-SHAW curiosas configuraciones de corriente de líquidos ideales alrededor de obstáculos cilíndricos.

La figura 3 representa el campo aerodinámico en las proximidades de un perfil en el que la circulación ha aumentado bruscamente. Una repentina variación de las condiciones en que se encuentra el perfil (incremento del ángulo de ataque, aceleración de la corriente, etc.) modifica la posición de los puntos de remanso. La condición de KUTTA-JOUKOWSKI deja de cumplirse y el fluido se ve obligado a contornear el borde de salida en cuya proximidad los elevados gradientes de velocidades llevan emparejadas fuerzas de viscosidad que provocan la formación de un torbellino, que es arrastrado posteriormente por la corriente, tal como se ve en la figura y apareciendo, por reacción, una circulación en el perfil, que se encarga de restablecer la condición de KUTTA-JOUKOWSKI hasta que una nueva perturbación la modifique.

En las figuras 4, 5 y 6 se muestra un perfil a ángulo de ataque constante y con diferentes deflexiones del alerón. En las dos primeras ha quedado claramente vi-

sualizado el punto de remanso anterior y puede comprobarse que el aumento de circulación que sigue al accionamiento del alerón lleva consigo variaciones perceptibles de la posición de dicho punto de remanso.

Las figuras 7 y 8 comparan los campos aerodinámicos alrededor de un perfil para dos aberturas diferentes de una ranura de borde de ataque. El soplado de la capa límite producido disminuye el efecto de la pérdida. Las dos figuras siguientes difieren de las anteriores únicamente en el accionamiento del alerón.

La figura 11 representa un perfil con flap de intradós, y la 12, con flap Zap.

Finalmente, en la figura 13 se muestra un perfil a ángulo de ataque muy grande y en condiciones de pérdida extendida a todo el extradós.

1.2. *Efecto Magnus.* — Un cilindro que gira arrastra por fricción al fluido que está en contacto con el mismo. Al cabo de cierto tiempo la perturbación se comunica a todo el fluido y se establece un movimiento potencial con una circulación $\Gamma = \pi D^2 \Omega$, siendo D el diámetro y Ω la velocidad de giro. Si se superpone a este movimiento uno de traslación de velo-

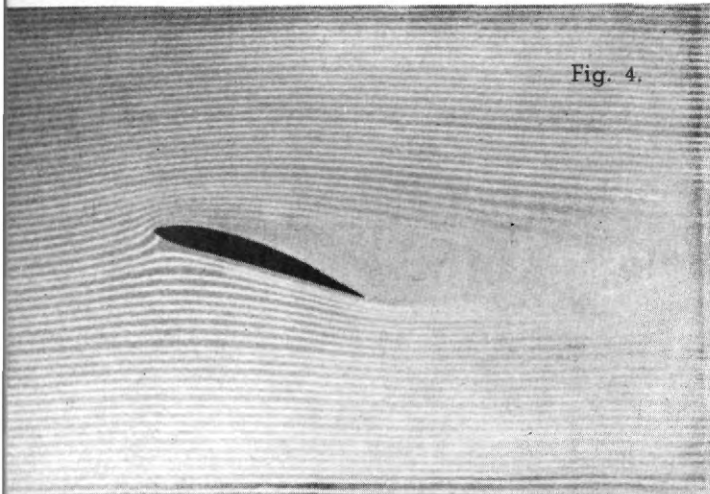


Fig. 4.

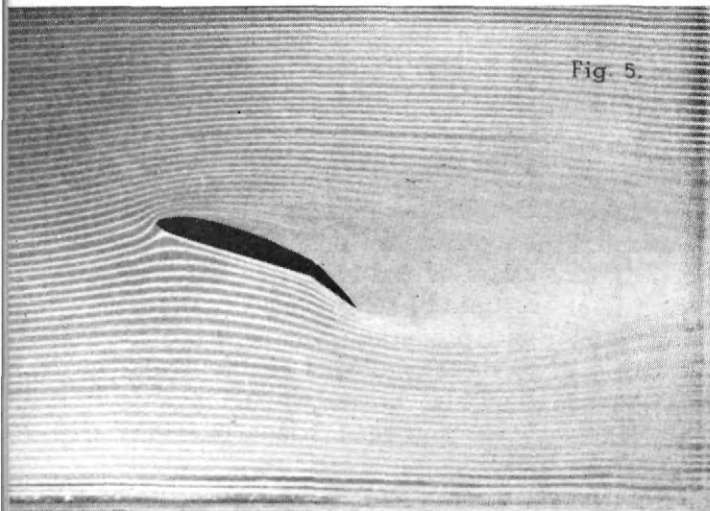


Fig. 5.

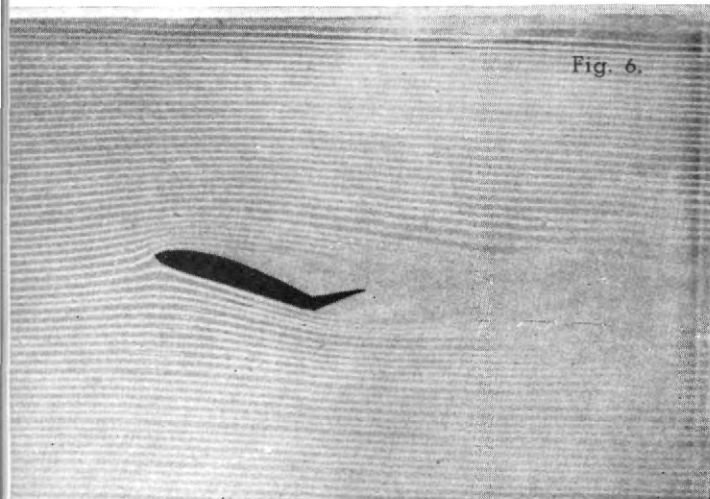


Fig. 6.

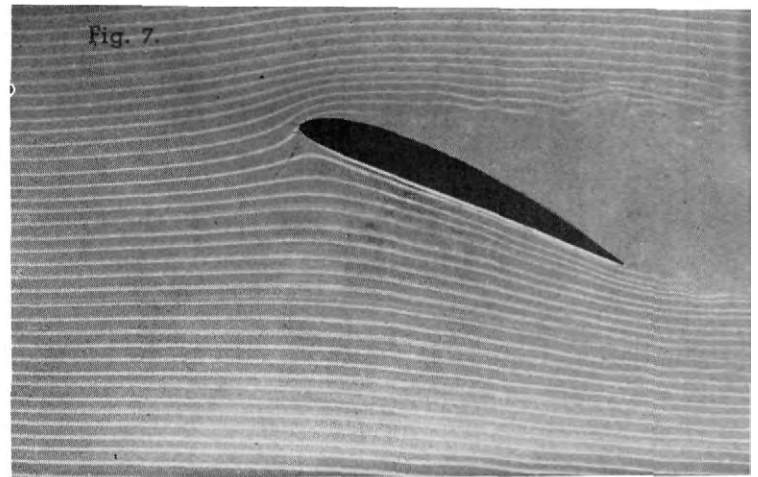


Fig. 7.

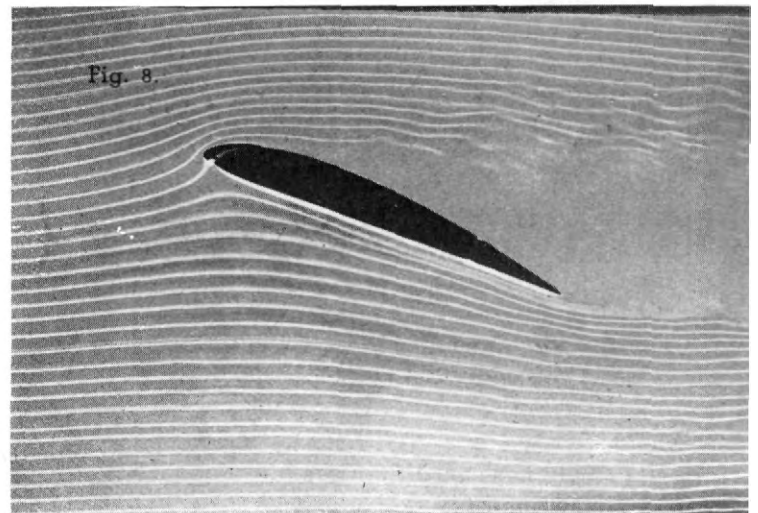


Fig. 8.

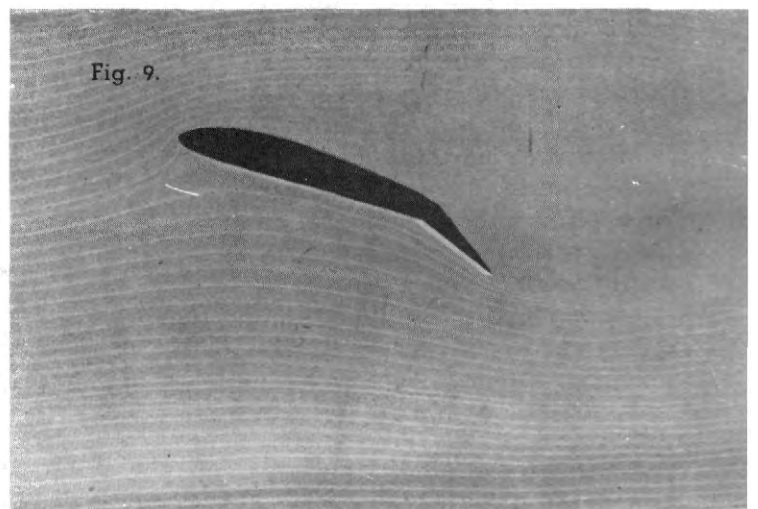


Fig. 9.

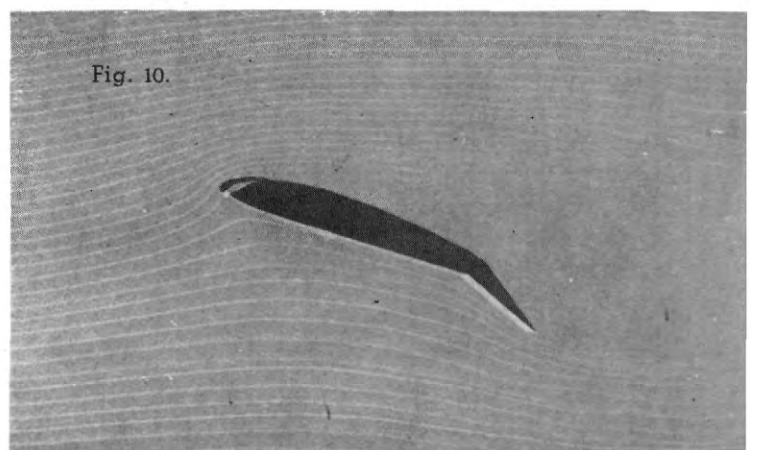


Fig. 10.

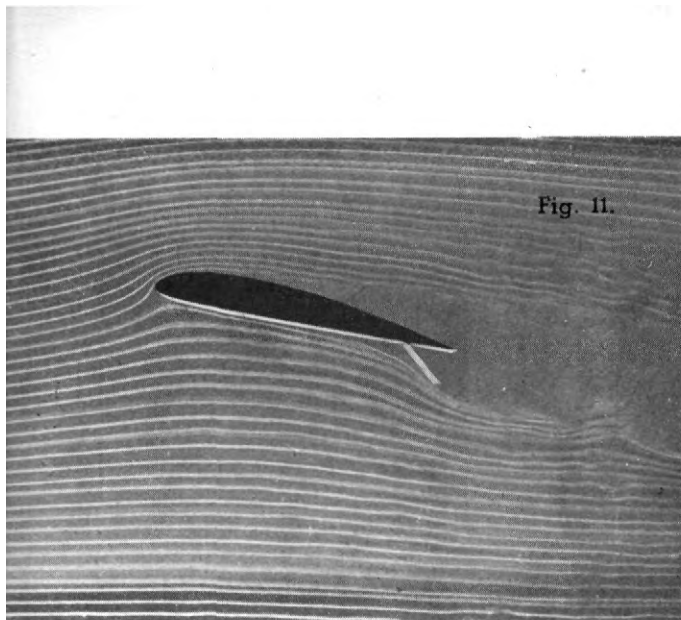


Fig. 11.

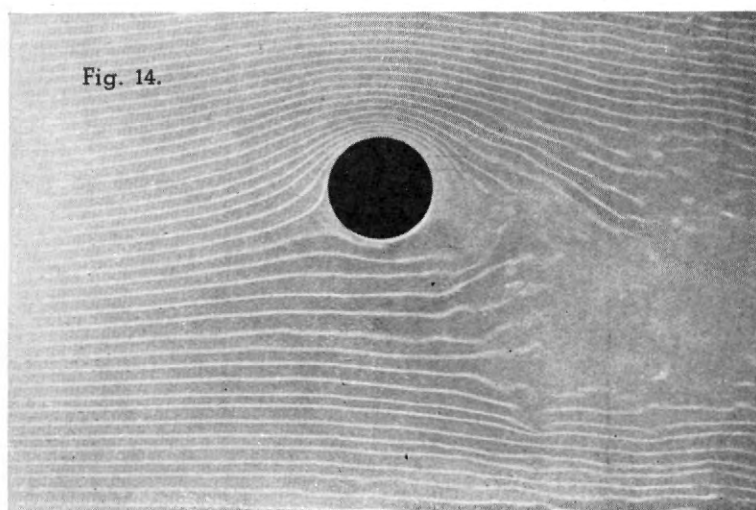


Fig. 14.

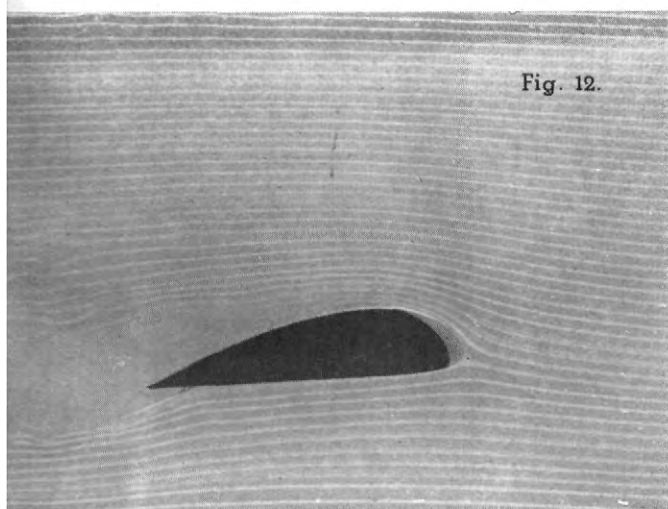


Fig. 12.

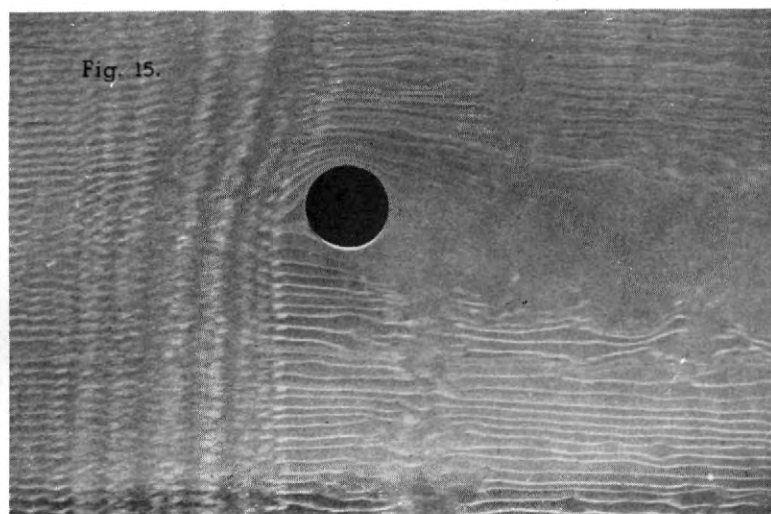


Fig. 15.

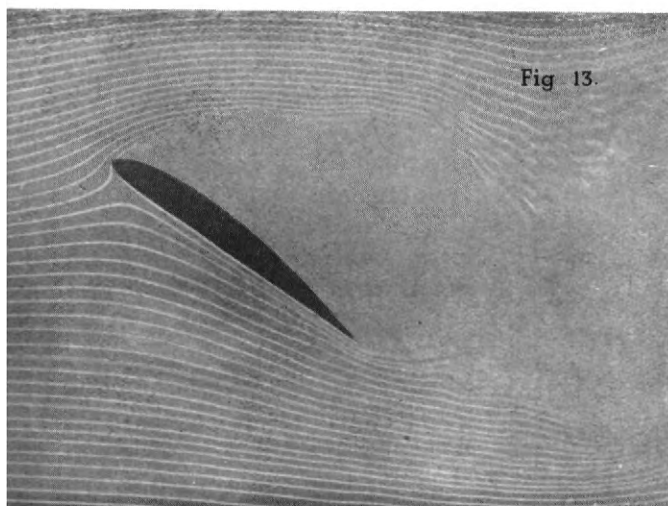


Fig. 13.

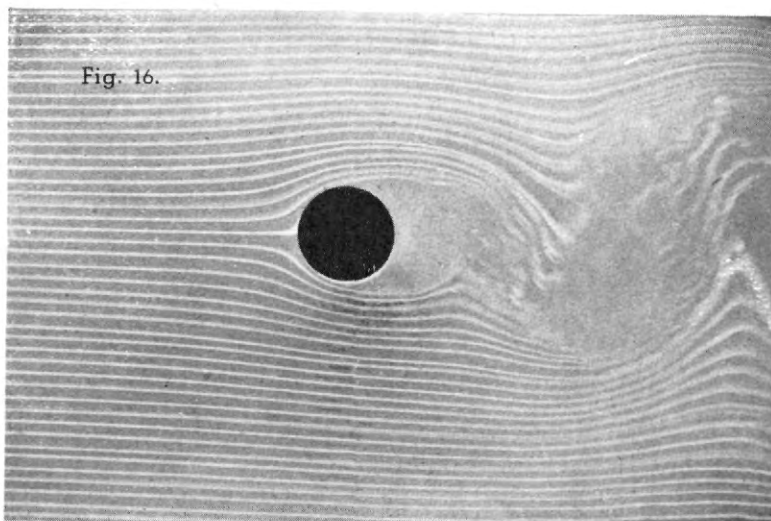


Fig. 16.

cidad V , obtenemos la conocida configuración del movimiento alrededor de un cilindro con circulación que aparece claramente en la figura 14.

En la figura 15 se ha puesto de manifiesto el campo de velocidades alrededor del cilindro circular con circulación, provocando un frente de ondas que avanza en dirección de la corriente.

Puede ponerse de manifiesto la

causa del efecto Magnus observando que la mayor densidad de las líneas de corriente corresponde a una depresión, correspondiendo una sobrepresión a las zonas de menor densidad de dichas líneas.

Toda la configuración, en particular la posición de los puntos de remanso, depende de la relación $\frac{\Omega D}{V}$.

De la misma forma que ocurría

con los perfiles de ala, la circulación es responsable de la existencia de una fuerza sustentadora. La causa de la circulación es, en ambos casos, la viscosidad: obligando a formarse y desprenderse el torbellino de la figura 3 en los perfiles alares; arrastrando el fluido mediante el giro del cilindro, en el efecto Magnus.

1.3. *Calle de torbellinos de Kármán.* — En ausencia de circulación, lógicamente podría esperarse que el movimiento alrededor del cilindro fuera simétrico. Esto únicamente ocurre a números de REYNOLDS extremadamente pequeños. A números de REYNOLDS mayores, esta configuración simétrica es inestable y aparecen, en cambio, unos torbellinos que se desprenden alternadamente y que aguas abajo adoptan una disposición que, estudiada en primer lugar por KÁRMÁN, se ha dado en llamar calle de torbellinos de KÁRMÁN y que puede apreciarse claramente en la figura 16.

Las figuras 17, 18 y 19 presentan distintos aspectos de la transición, desde la configuración simétrica a números de REYNOLDS muy bajos, a la configuración de la calle de KÁRMÁN que aparece a números de REYNOLDS mayores. En la figura 19 aparecen las inestabilidades que dan lugar a esta transición.

Una placa plana colocada longitudinalmente en la estela de un cilindro circular, dificulta la formación de torbellinos de gran tamaño, estrechando la estela y aumentando la frecuencia de desprendimiento. En la figura 20 puede verse el efecto estabilizador de una placa cuya longitud es medio diámetro, colocada a un diámetro de distancia del cilindro.

La calle de torbellinos de KÁRMÁN se presenta no sólo con el cilindro circular, sino cualquiera que sea la forma del cuerpo considerado. Un ejemplo típico se muestra en las figuras 21 y 22, en

Fig. 17.

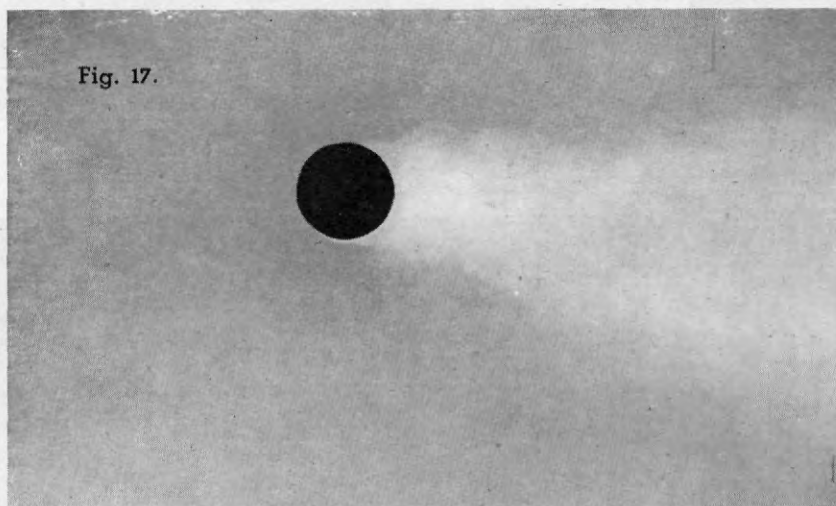


Fig. 18.

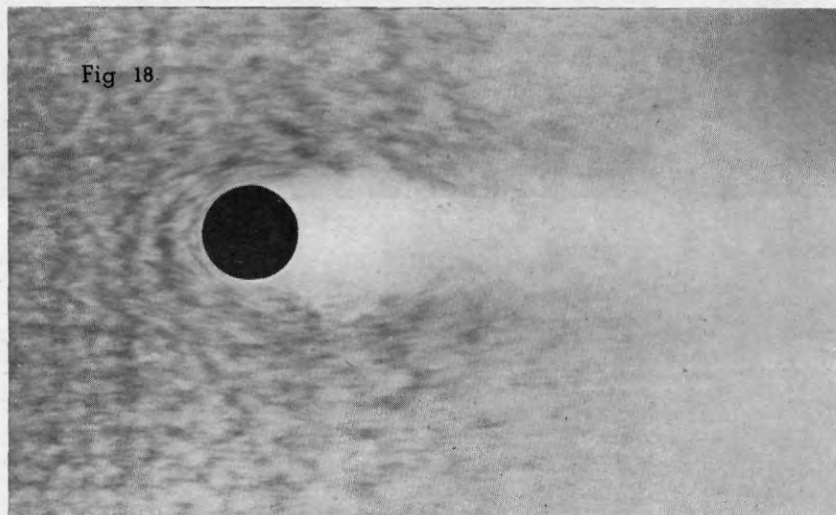
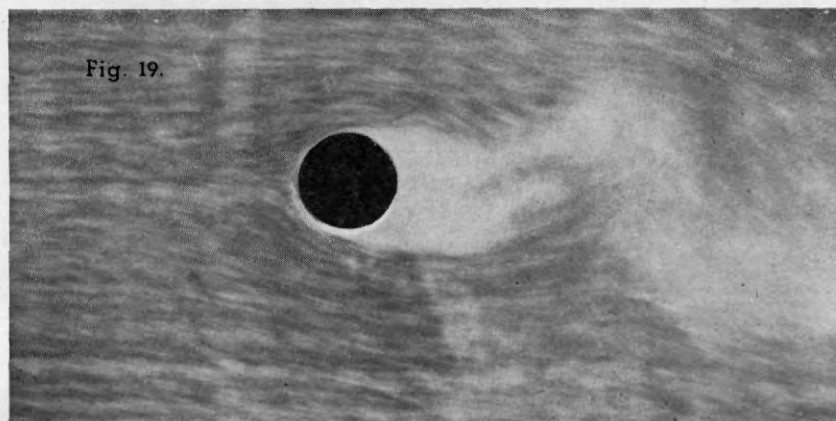


Fig. 19.



las que aparece un perfil prácticamente normal a la corriente y donde se ponen claramente de manifiesto las fases de formación del torbellino superior e inferior, pudiéndose observar, además, la estructura de estos torbellinos.

En las figuras 23 y 24 puede verse una esquematización de un paracaídas (bidimensional). Este modelo, que no tiene en cuenta la porosidad del paracaídas, permite poner de manifiesto el efecto estabilizador de la "chimenea". En la figura 23 ésta aparece cerrada y se observa perfectamente la calle de torbellinos de KÁRMÁN que origina las consiguientes oscilaciones del paracaídas.

En la figura 24, la chimenea está abierta, la estela ha disminuído de tamaño, las oscilaciones son menores y la frecuencia aumenta.

La resistencia de los cuerpos de proa redondeada es debida, en una gran proporción, a la resistencia de presión originada por el desprendimiento de la capa límite en la zona de gradientes negativos de presión. Es de esperar que la parte del coeficiente de resistencia debida a la resistencia de presión, sea independiente del número de REYNOLDS, siempre que no varíe la posición del punto de desprendimiento. Por el contrario, como ocurre cuando tiene lugar la transición de corriente laminar a turbulenta, el punto donde se verifica el desprendimiento se mueve hacia atrás y disminuye bruscamente la resistencia. Por otra parte, el coeficiente de resistencia debido a la fricción, disminuye con el número de REYNOLDS.

Para números de REYNOLDS tales que el desprendimiento es laminar, la resistencia es fundamentalmente de presión en los cuerpos romos y, por tanto, el coeficiente de resistencia será prácticamente constante.

La resistencia de presión está directamente ligada a la anchura de la estela y ésta a la frecuencia

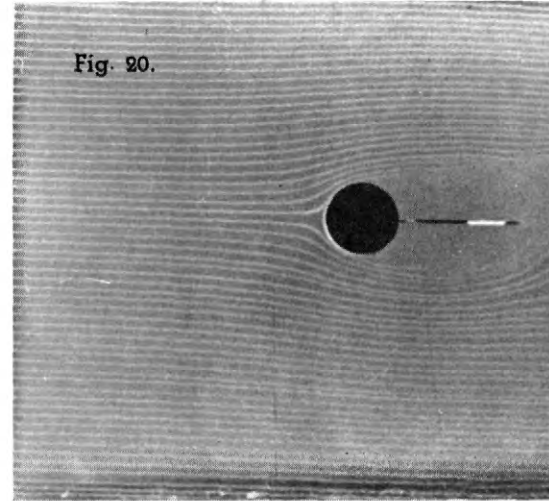


Fig. 20.

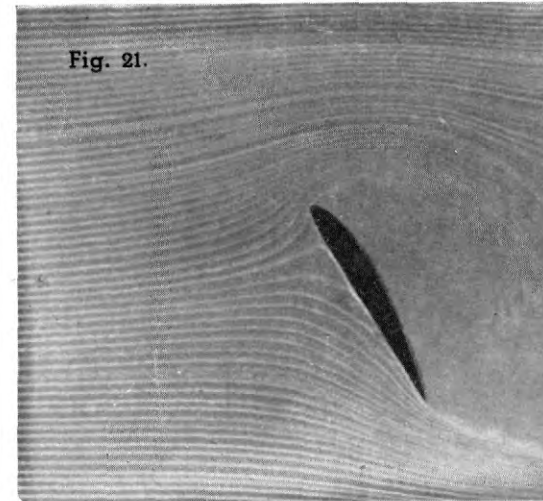


Fig. 21.

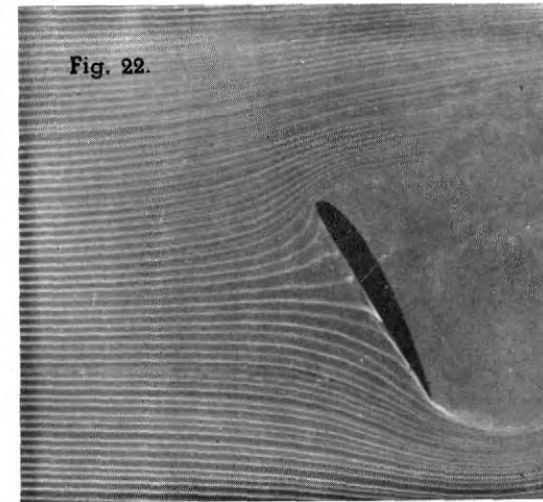
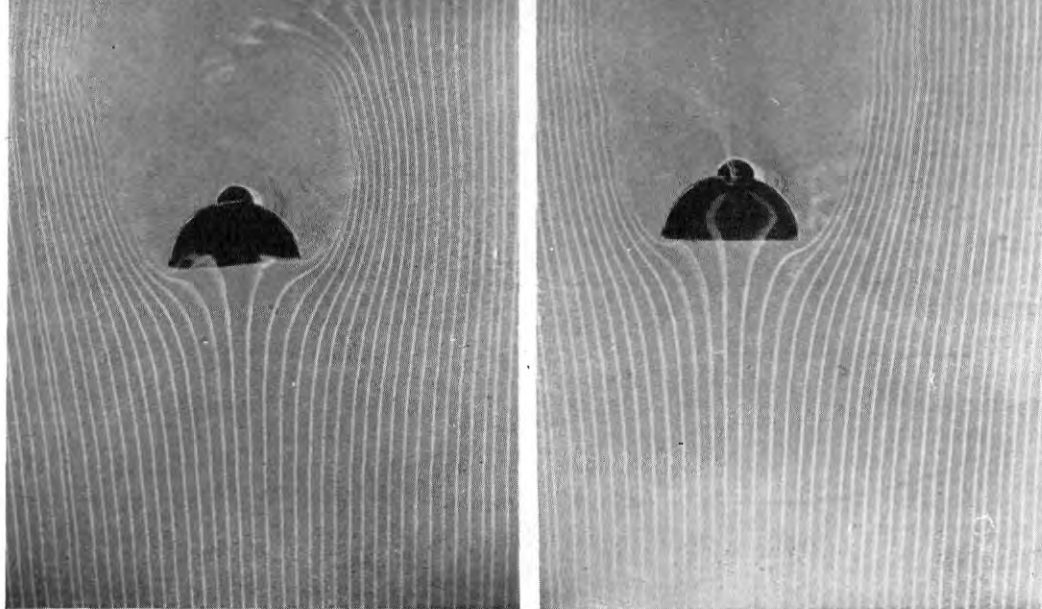


Fig. 22.



de desprendimiento de los torbellinos. Es lógico suponer que pueda existir cierta relación entre resistencia y frecuencia.

Consideraciones dimensionales permiten demostrar que

$$C_D = \varphi(R_e, M),$$

y también que

$$\frac{fD}{V} = \psi(R_e, M).$$

Siendo: f , la frecuencia del desprendimiento; D , una longitud característica del obstáculo, y V , la velocidad de la corriente. R_e y M son los números de REYNOLDS y MACH, respectivamente. Para velocidades pequeñas hemos visto que C_D no depende prácticamente de R_e ; lo mismo podría decirse del número de STROUHAL $\frac{fD}{V}$.

Como el número de MACH tampoco tiene influencia a estas velo-

cidades, resulta que C_D y $\frac{fD}{V}$ serán prácticamente constantes, dependiendo únicamente su valor de la forma del obstáculo.

ROSHKO [7] ha comprobado que se verifica muy aproximadamente para gran cantidad de cuerpos la igualdad:

$$\frac{fD}{V} = \frac{0,21}{C_D^{0,75}}.$$

Esta relación indica que, al aumentar la frecuencia, disminuye la resistencia. Deja de verificarse para frecuencias altas, donde la resistencia es pequeña, y una parte muy grande es de rozamiento, influyendo el número de REYNOLDS. Puede utilizarse siempre que el C_D obtenido sea mayor que 0,2.

Esta relación nos permite calcular en el túnel los coeficientes de resistencia de cualquier cuerpo cilíndrico de proa redondeada, pues la medición de la frecuencia de

desprendimiento es muy sencilla, determinando así el número de STROUHAL, y de aquí el C_D .

Como aplicación de los razonamientos expuestos, se han calculado las resistencias aerodinámicas correspondientes al cuerpo romo representado en las figuras 25-27.

Es interesante observar que, en el caso de la figura 26 y debido al desplazamiento hacia atrás del punto de desprendimiento, la estela es más estrecha que en el caso de la figura 25, la frecuencia de desprendimiento de los torbellinos es mayor y, en definitiva, la resistencia más pequeña.

Las frecuencias, medidas con un estroboscopio, han resultado ser 6,50, 7,25 y 8,33 oscilaciones por segundo, respectivamente, mientras que la velocidad se ha mantenido constante e igual a 5 m./seg. en los tres ensayos. Los números de STROUHAL, tomando como longitud característica la máxima normal a la dirección del movimiento,

valen, respectivamente, 0,147, 0,164 y 0,165, y los coeficientes de resistencia basados en dicha longitud característica, 1,61, 1,39 y 1,39.

2. Fenómenos aerodinámicos casi planos.

2.1. *Alas en planta a pequeños ángulos de ataque.* — Las figuras 28, 29 y 30 representan un ala rectangular de gran alargamiento a diferentes ángulos de ataque. Salta a la vista la presencia de los torbellinos marginales (torbellinos de LANCHESTER). Al aumentar el ángulo de ataque, la intensidad de los torbellinos es mayor como consecuencia del aumento de la circulación alrededor de las diferentes secciones del ala. Es posible poner de manifiesto el ángulo de sustentación nula del ala sin más que observar el cambio de signo de los torbellinos marginales al variar de una forma continua el ángulo de ataque.

La figura 31 representa una aplicación completamente diferente de los torbellinos de LANCHESTER. El pequeño perfil "generador de torbellinos" tiene por misión transportar, por medio del torbellino del extremo, energía cinética a la zona en la que el fluido, por estar próximo al perfil principal, tiene muy poca velocidad. De esta forma se consigue retrasar la entrada en pérdida.

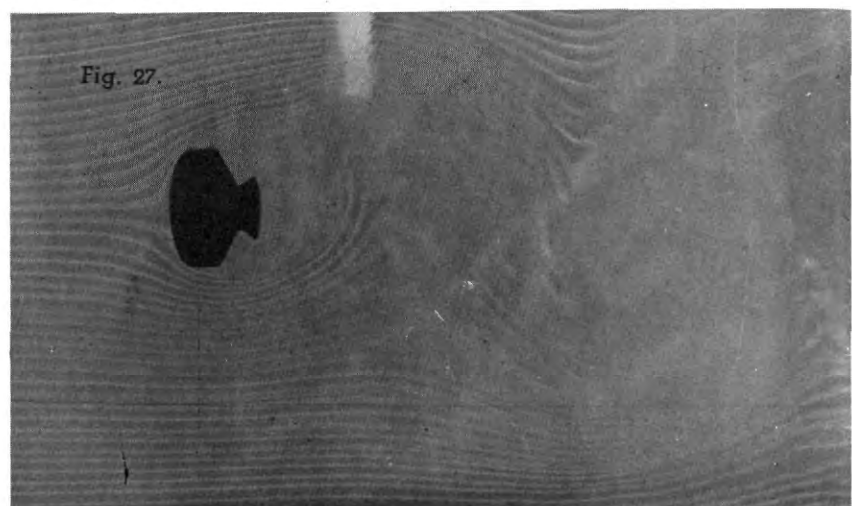
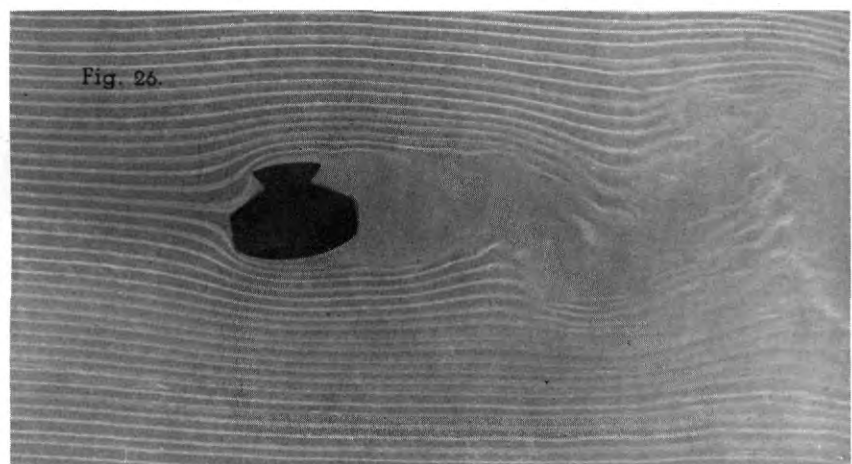
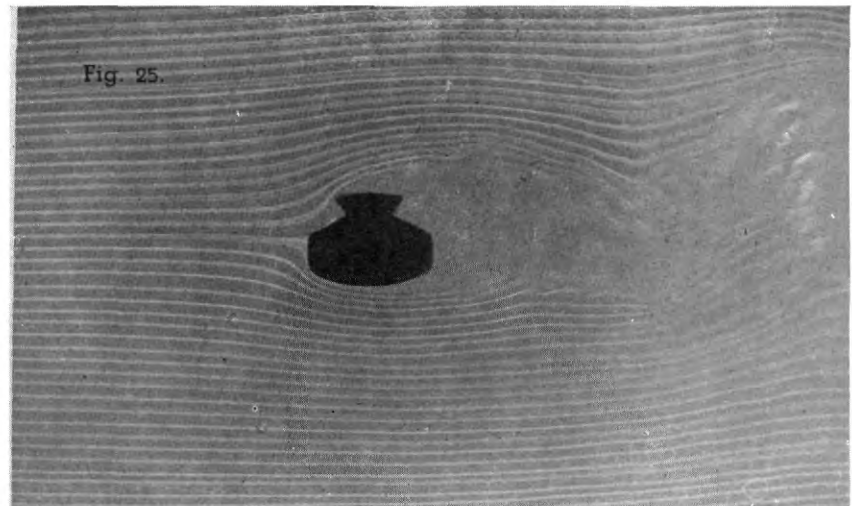
La figura 32 representa el ala de las figuras 29-30 sometida a un ángulo de guiñada. Los efectos del ala en flecha progresiva o regresiva aparecen claramente. A suficiente distancia de los extremos, las líneas de corriente se curvan de forma que tienden a incidir perpendicularmente al borde de ataque.

La utilización de este efecto para mejorar el rendimiento de las alas en régimen supersónico fué sugerida por BUSEMAN en 1935. Si se supone que la velocidad de

la corriente es supersónica, pero que el ala presenta una flecha tal que la componente de la velocidad normal al borde de ataque sea subsónica, la corriente sobre las secciones tendrá la configuración corres-

pondiente al movimiento subsónico.

En los extremos, sin embargo, el comportamiento del ala en flecha progresiva (semiala superior en la figura) es completamente diferente



del correspondiente al ala en flecha regresiva (semiala inferior). La razón obedece a la corriente paralela a la envergadura que se establece en las proximidades de las puntas

entre el intradós (zona de alta presión en este caso) y el extradós (zona de depresión). En el ala en flecha regresiva, esta corriente tiene un efecto contrario al debido a la

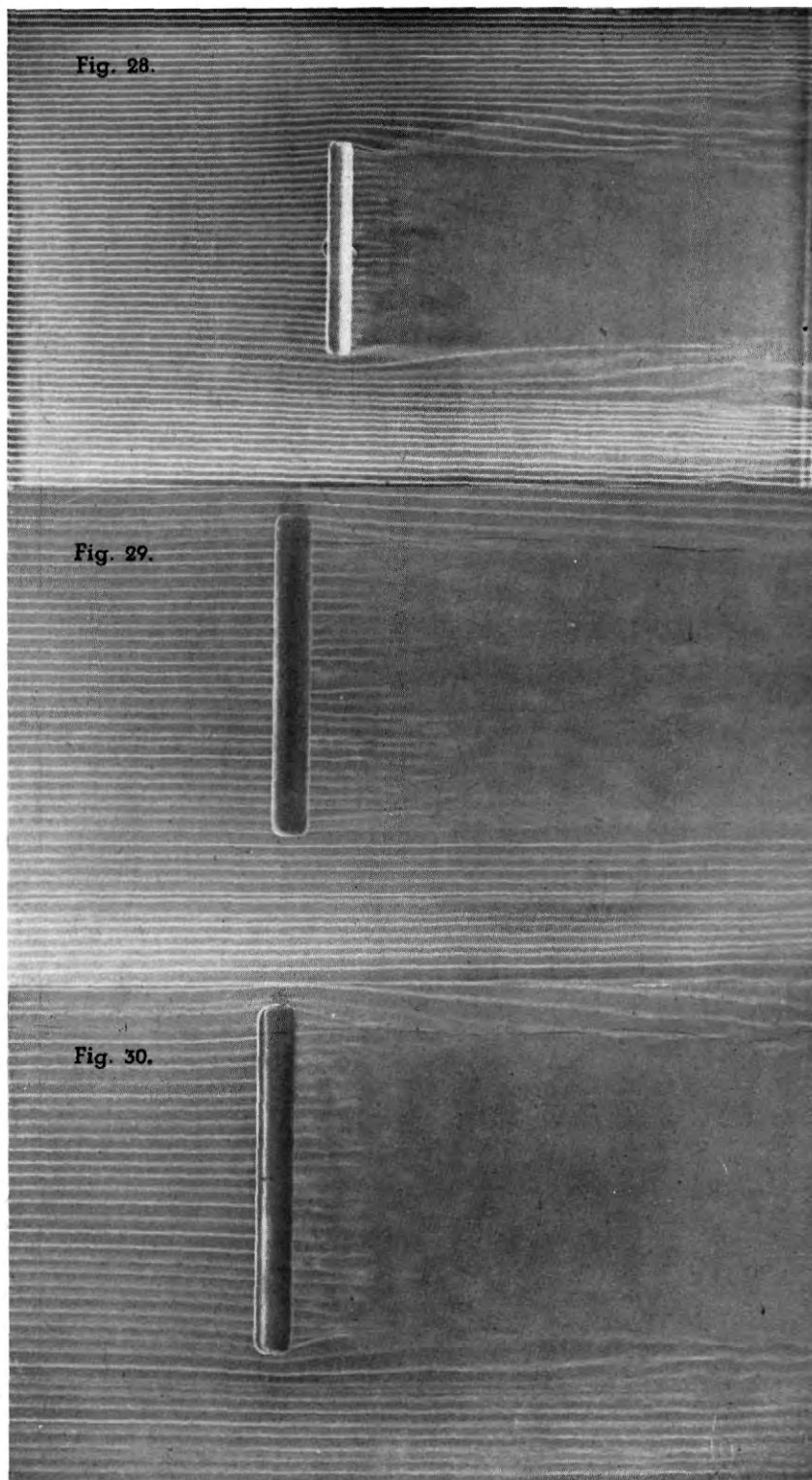
guiñada, como se pone claramente de manifiesto en la figura, mientras que en el ala en flecha progresiva el efecto refuerza el debido a la guiñada. La consecuencia se traduce en un aumento de la amplitud del torbellino marginal, en el primer caso, y una disminución, en el segundo.

La figura 33 muestra el caso correspondiente a un ala en flecha variable (ala crescent o "cimitarra"). Accidentalmente, la colocación del modelo en el soporte fue tal, que la semiala superior está situada claramente por detrás del plano que contiene los hilos de humo, mientras que la semiala inferior está situada ligeramente por delante; de esta forma es posible observar el campo aerodinámico tanto por encima como por debajo del ala. El comportamiento de las líneas de corriente sobre el extradós es análogo al representado en la figura 12. Sin embargo, en el intradós existe una corriente en dirección de la envergadura del ala y dirigida hacia los extremos, que desvía las líneas hacia las puntas, contrariamente a como ocurre en el extradós.

La figura 34 representa un ala en delta a un ángulo de ataque pequeño. Puede explicarse el comportamiento de las líneas de corriente considerando el movimiento de las partículas como superposición de uno en la dirección de avance y de otro normal al anterior, que pone en comunicación la zona del intradós en la que la presión es alta con la depresión del extradós.

3. Fenómenos aerodinámicos tridimensionales.

3.1. *Corriente tridimensional alrededor de modelos de pequeño tamaño.* — Puede realizarse el estudio de los fenómenos que ocurren en las alas en delta a mayores ángulos de ataque utilizando pequeñas maquetas como la "cola de



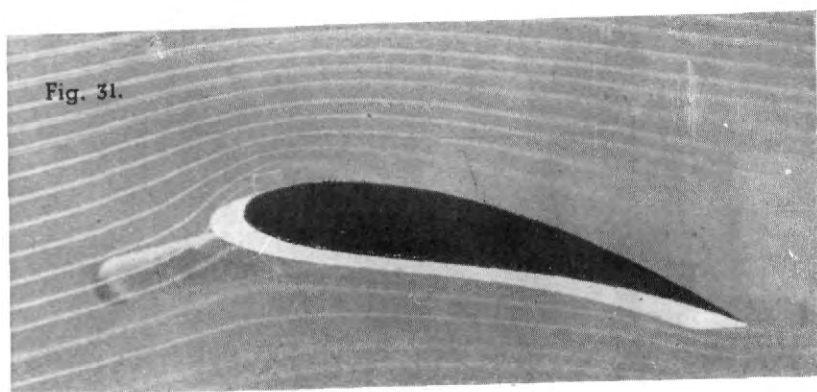


Fig. 31.

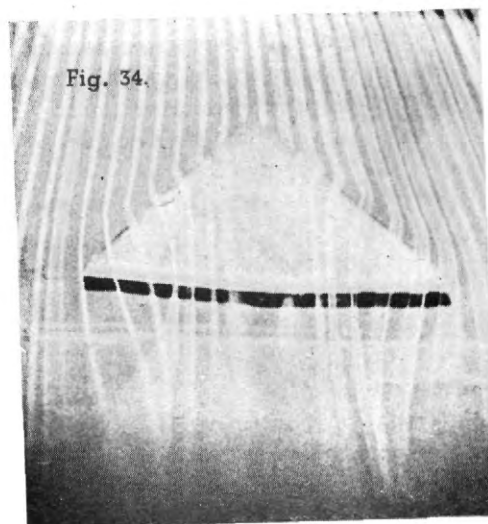


Fig. 34.

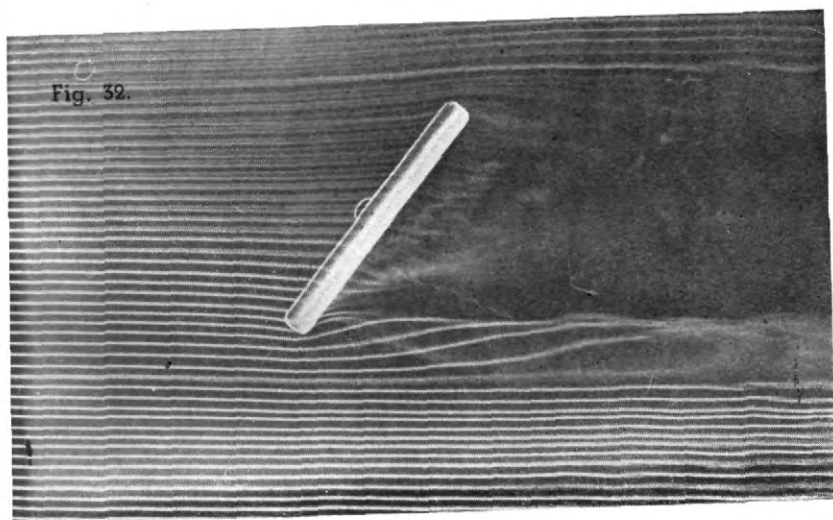


Fig. 32.

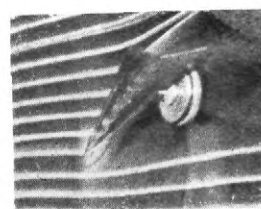


Fig. 35.

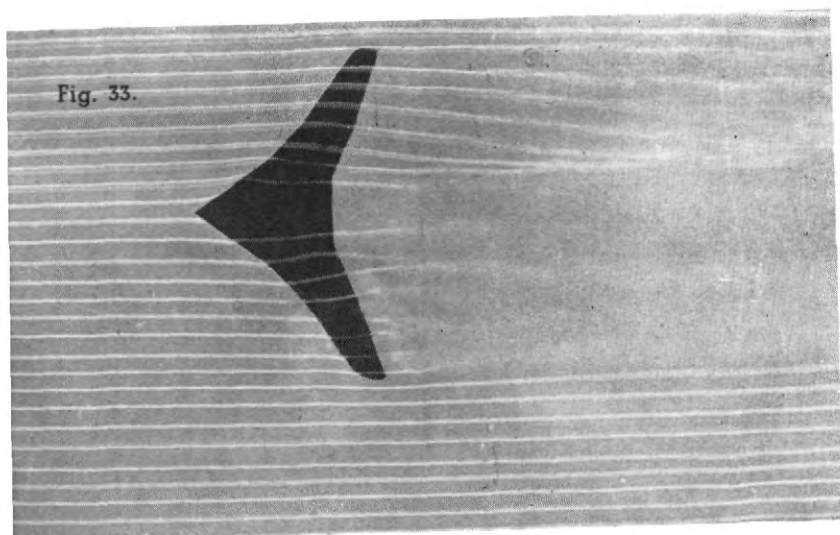


Fig. 33.

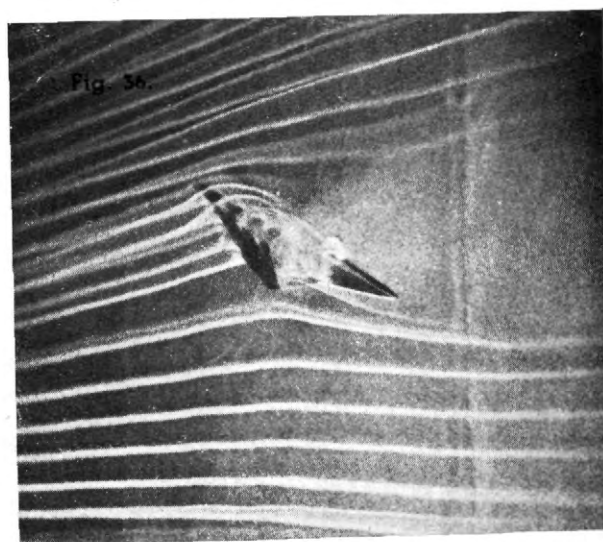


Fig. 36.

golondrina", representada en las figuras 35, 36 y 37. Al aumentar el ángulo de ataque, la corriente normal a la dirección del movimiento prevalece sobre la paralela. Se forman a cada lado sendos torbellinos cónicos, de los cuales, en la figura 35 sólo ha sido visualizado uno. Al aumentar el ángulo de ataque, ambos torbellinos tienden a confundirse. En las figuras 36 y 37 puede observarse, además, la línea que separa la corriente que bañará el extradós de la correspondiente al intradós.

Fig. 37.



Referencias.

1. LIPPISCH, A.: "Results from the Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug Smoke Tunnel". *Jour. Roy. Aer. Soc.*, núm. 345, volumen XVIII, septiembre 1939.
2. — "Aerodynamics Visualized". *Collings Signal.*, vol. IV, núm. 4, Fall, 1955.
3. — "Flow Visualization". *Aer. Eng. Rev.*, vol. XVII, núm. 2, febrero 1958.
4. BROWN, F. N. M.: "An American Method of Photographing Flow Patterns". *Airc. Eng.*, volumen XXIV, núm. 280, junio 1952.
5. GODDARD, V. P.; McLAUGHLIN, J. A.; BROWN, F. N. M.: "Visual Supersonic Flow Patterns by Means of Smoke Lines". *Jour. Aero. Space Sci.*, vol. XXVI, número 11, noviembre 1959.
6. PRUDNIKOV, A. G.: "Flame Turbulence". *Seventh Symposium International on Combustion*, Septiembre 1958.
7. ROSHKO, A.: "On the Wake and Drag of Bluff Bodies". *Jour. Aer. Sci.*, vol. XXII, núm. 2, febrero 1955.

PREMIO «JUAN VIGON» 1958-1959

Como saben nuestros lectores, el Premio «Juan Vigón» fué creado por el Patronato del Instituto Nacional de Técnica Aeronáutica «Esteban Terradas» con el fin de honrar la memoria de su fundador.

El correspondiente al bienio 1958-1959 ha correspondido al Ingeniero Aeronáutico D. Zacarías López Melendo, y el título de su trabajo es: «Nuevo tipo de motor para aviación». El importe del premio es de 40.000 ptas.

INGENIERIA AERONAUTICA se complace en felicitar al compañero premiado y le desea muchos éxitos en el futuro.